

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(5), 423-429(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.423>

수동형 자세제어 안정화 방식을 적용한 큐브위성의 열적 특성분석

오현웅*, 박태용

Numerical Investigation of On-orbit Thermal Characteristics for Cube Satellite with Passive Attitude Stabilization Method

Hyun-Ung Oh* and Tae-Yong Park

Department of Aerospace Engineering, Chosun University

ABSTRACT

Passive attitude stabilization methods using the permanent magnet combined with hysteresis damper and the gravity gradient boom have been widely used for the attitude determination and control of cube satellite, due to its advantage of system simplicity. In this paper, on-orbit thermal characteristics of the cube satellite considering the attitude profiles obtained from the above passive attitude stabilization methods have been investigated through on-orbit thermal analysis. In addition, the effectiveness of the various thermal coatings on the panel for the communication antenna installation has been verified.

초 록

히스테리시스 댐퍼를 조합한 영구자석과 중력붐을 적용한 수동형 자세제어 안정화 방식은 시스템의 단순화가 가능하여 임무목적에 따라 큐브위성의 자세제어에 용이하게 적용되고 있다. 상기의 자세제어 안정화 방식을 적용한 경우, 큐브위성의 자세 프로파일은 상이하며, 본 논문에서는 각각의 자세제어 방식 적용에 따른 큐브위성의 열적 특성을 궤도 열해석을 통해 분석하였다. 또한, 통신용 안테나 장착 등의 목적으로 태양전지셀이 장착되지 않는 판넬 표면의 상이한 열코팅 적용에 따른 큐브위성의 열적 영향을 분석하였다.

Key Words : On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석), Passive Attitude Control(수동 자세 제어), Cube Satellite(큐브위성)

1. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 10 cm×10 cm×10 cm의 크기 및 1 kg 이하의 중량 등 제한된 설계조건에도 불구하고 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무수행이 가능하여 교육적 기술적 측면에서 주목을 받고 있으며 미국이나 일본을 비롯한 우주개발선진국에서는 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다

[1-4]. 국내에서도 경희대학교가 개발한 CINEMA [5]가 현재 궤도 운용중에 있으며, 제1회 큐브위성성경연대회를 통해 선발된 개발팀에 큐브위성 제작, 발사 및 궤도운용 기회가 부여되는 등 큐브 위성분야의 활발한 연구개발을 통한 지적기반 구축이 예상된다.

큐브위성은 크기의 제약에도 불구하고 임무수준에 따라 상용위성과 마찬가지로 자세제어를 필요로 하며, 큐브 위성체의 자세 및 궤도에 영향을 미치는 외란요소에 대해 임무수행 중 원하는

† Received: July 13, 2013 Accepted: April 16, 2014

* Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

방향으로 위성체를 지향 및 안정화시키기 위해 능동형과 수동형 자세제어 방식이 적용되고 있다. 능동제어 방식은 위성에 반작용 휠, 마그네틱 토오키 등의 능동형 액추에이터를 장착하여 자세를 제어하는 방법으로서, 위성체의 동체축을 일정한 속도로 회전시켜 자이로 스코프 효과에 의해 자세안정을 유지하는 회전 안정화 방식과 위성의 모멘텀량을 영으로 유지시키면서 상기의 능동형 구동기를 이용하여 3축을 제어하는 3축 자세 안정화 방식이 있다. 큐브위성에 있어서도 임무의 다양화 및 고정밀도 요구조건에 따라 큐브 위성 전용 초소형 반작용 휠[6]이 상용화 개발되어 임무에 적용되고 있다.

수동형 자세제어는 능동형 자세제어와 달리 지구의 자기장 또는 중력장과 같은 자연적인 힘의 균형을 이용하여 위성의 자세를 안정화시키는 방법으로 고정밀 자세제어를 구현함에 있어서는 한계점이 존재하나 임무 특성상 수동적 방법으로 임무수행이 가능할 경우, 전력소모가 없으며 시스템이 단순한 장점을 갖는 수동적 제어방법도 폭 넓게 적용되고 있다. 특히, 극초소형이라는 큐브위성의 특성상 공간 활용 효율성 및 시스템의 단순화 측면에서 수동적 제어방법의 적용이 유리하다고 볼 수 있다. 수동형 제어방식으로는 무거운 추가 장착된 전개형 붐을 궤도상에서 전개하고 위성에 발생하는 중력 토크를 이용하여 자세를 유지하는 중력경사 안정화 방식[7]과 히스테리시스 댐퍼와 함께 배치된 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크가 발생하는 영구자석 안정화 방식[8]이 존재한다. 영구자석 안정화 방식을 적용할 경우, 위성의 자세는 지자기의 자력선에 따라 회전하며, 탑재 카메라를 이용한 지구 영상 획득을 위해서는 탑재 카메라가 지구를 지향하는 적절한 시점에서 임무를 수행하는 운용방법이 적용되고 있다. 한편, 중력 경사 안정화 방식을 적용할 경우, 탑재 카메라의 지구지향 자세 유지가 용이하여 운용 측면에서는 영구자석 안정화 방식에 비해 유리하다고 할 수 있으나 시스템의 복잡화 및 무게 등 시스템 설계 측면에서의 단점이 존재할 수 있다. 또한, 각각의 자세제어 방식의 적용에 따른 자세 프로파일의 상이함으로 인해 큐브위성의 열적 특성이 달라질 수 있다.

큐브위성의 경우, 시스템의 단순화와 구조적 공간의 효율성을 위하여 구조체 내, 외부 표면의 코팅처리를 통한 수동 열제어 방식을 주로 적용하게 된다. 일반적으로 큐브위성의 경우, Fig. 1 과같이 소요전력 생성을 위해 대부분의 위성체 판넬에 태양전지판이 장착되나 통신용 안테나 또는 광학카메라와 같은 주요 임무장비가 장착되는 판넬에는 공간상의 제약으로 태양전지판의 설치

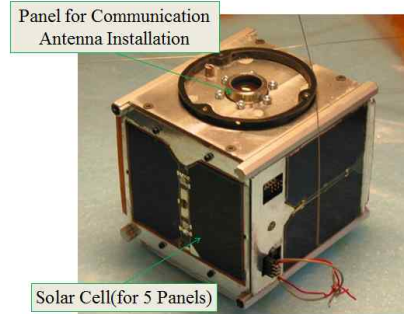


Fig. 1. AAU CUBESAT(Denmark)[9]

가 용이하지 않을 수 있으며, 적절한 코팅재료 선정에 따라 위성체 또는 내부에 위치한 임무보드의 열적특성이 달라질 수 있을 것으로 예상된다.

본 논문에서는 큐브위성 판넬 중 안테나 또는 주요임무장비가 장착되는 한 표면에 열광학적 물성치가 서로 다른 코팅재료 적용 시, 상기의 각각의 수동형 자세제어 방식에 따른 위성의 자세 프로파일의 상이함이 큐브위성의 주요임무장비의 열적특성에 미치는 영향을 분석하기 위하여 1U를 기본으로 하는 큐브위성의 열모델을 Thermal Desktop을 이용하여 구축하였으며, SINDA를 이용한 궤도 열해석을 실시하여 열적특성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 큐브위성의 수동형 자세제어 개념

2.1.1 중력붐을 적용한 중력경사 안정화 방식

Figure 2는 중력붐을 적용한 자세제어 안정화 방식의 예를 나타낸다. 지구 중력경사 안정화 방식은 중력붐의 한쪽 끝에 무거운 추가 장착된 붐이 지구 주위를 공전할 때, 붐의 무거운 끝이 지구를 지향하게 되는 현상을 이용하는 것으로 위

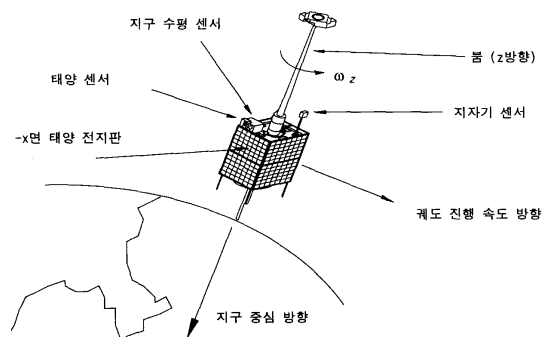


Fig. 2. Example of Passive Attitude Stabilization by Gravity Gradient Boom [7]

성 동역학 자체에 댐핑 요소가 없는 비감쇠 진동 특성을 나타내기 때문에 점근안정을 위해서 능동제어기를 병용해야 할 필요가 존재한다. 국내에서는 우리별 1호[7]가 상기와 같은 중력경사 안정화 방식을 적용한 자세제어를 실시하였다.

지구 중력경사 안정화 방식을 적용할 경우, 영상획득 임무수행을 위해 지구를 지향하는 판넬에 탑재 카메라 등의 임무장비를 배치할 경우, 상시 지구지향이 가능하여 원하는 시점에서의 영상획득이 가능한 장점을 갖는 반면 궤도상에서의 중력분 전개를 위한 메커니즘의 추가로 인한 시스템의 복잡성과 추의 적용에 따른 무게증가 등 시스템 설계 측면에서의 단점이 존재할 수 있다. 특히 무게 및 공간이 제한되어 있는 큐브위성에 있어서는 상기의 단점이 설계의 제한요소로 작용할 수 있다.

2.1.2 영구자석을 적용한 자세 안정화 방식

영구자석 안정화 자세제어 방식[8]은 영구자석이 지자기의 자력선에 따라 토크가 발생하는 것을 이용하여 수동적으로 자세제어를 하는 방법으로 히스테리시스 댐퍼를 조합하여 시스템에 감쇠진동특성을 부여한다. Fig. 3에 영구자석 안정화 자세제어 방식이 적용된 큐브위성의 영구자석과 히스테리시스 댐퍼의 배치 예를 나타낸다. 영구자석은 큐브위성의 한축에 위치해 지자기의 자력선에 따라 위성의 자세가 정렬되며, 동축에 대해

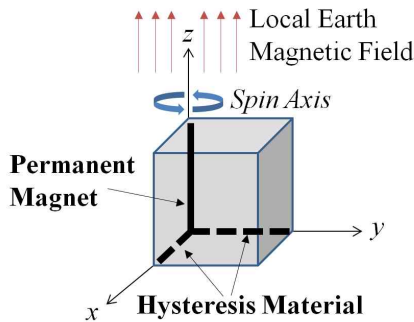


Fig. 3. Configuration of Passive Magnetic Attitude Control System [8]

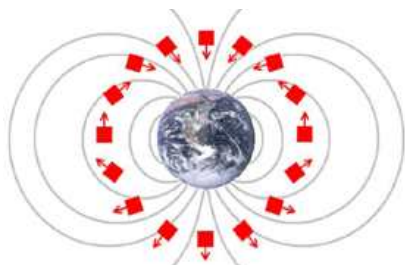


Fig. 4. Attitude Profile by Permanent Magnet Stabilization Method [8]

회전방향으로 발생하는 진동에 대해서는 각각의 직교축에 배치한 히스테리시스 댐퍼에 의해 제어 시스템에 감쇠 진동특성을 부여한다. 히스테리시스 댐퍼 재료로는 일반적으로 HyMu80과 같은 자성재료가 적용되며 자기 쌍극자가 방향의 변화가 있을 때 생기는 마찰저항을 이용하여 효과적인 각속도 감쇠가 가능하다. 영구자석 자세제어 안정화 방식을 적용할 경우, 예측되는 큐브위성의 궤도 프로파일은 Fig. 4와 같으며, 지자기의 자력선에 따라 영구자석이 탑재된 위성이 회전하는 자세를 유지한다. 지구영상획득 임무수행을 위해서는 탑재 카메라가 지구를 지향하는 적절한 시점에서 임무를 수행하는 운용방법이 적용되고 있다. 자세제어를 위한 별도의 전력 및 제어기를 필요로 하지 않는 영구자석 안정화 자세제어 방식은 수행임무에 따라서는 공간 및 무게에 제한이 따르는 큐브위성의 자세제어방법에 적절한 방법이라 볼 수 있다.

2.2 큐브위성의 궤도 열해석

2.2.1 에너지방정식과 수치해석

열해석을 위해 일반적인 우주에서 운용되는 시스템에 적용되는 열모델의 에너지 방정식[10]은 대류항을 제외한 에너지 방정식으로 식(1)과 같다.

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \Delta T) + \dot{Q}''' - \nabla \cdot (q_r) \quad (1)$$

우측 첫째 항은 전도에 의한 계산 항이며, 두 번째 항은 경계표면 복사에 의한 계산 항이다. 경계표면 복사는 큐브위성 표면과 태양복사 알베도, 지구복사에 의한 우주 열환경이 모두 포함된다. 마지막 항은 장비 발열과 히터 등의 내부 발열량 및 외부 경계에서 흡수되는 열량을 포함한다.

상기의 에너지방정식에 대해 상용 열해석 툴인 SINDA/FLUINT[11]는 수치해석을 기반으로, Crank-Nicholson 방식을 이용하여 식(2)와 같이 계산한다.

$$\frac{2C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = 2Q_i + \sum_{j=1}^N [G_{ji} (T_j^n - T_i^n) + \widehat{G}_{ji} \{ (T_j^n)^4 - (T_i^n)^4 \}] + \sum_{j=1}^N [G_{ji} (T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \widehat{G}_{ji} \{ (T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4 \}] \quad (2)$$

여기서,

T_j^n : temp. of node j at the current time t
 T_j^{n+1} : temp. of node i at the next time $t + \Delta t$
 G_{ji} : linear conductor attaching node j
 \widehat{G}_{ji} : radiation conductor attaching node j
 C_i : thermal capacitance of node i
 Q_i : source/sink for node i

상기의 Crank-Nicholson 방식을 이용한 식을 다음과 같이, T_{n+1} 이 수립될 때까지 계산을 반복한다.

$$|T_j^{(l+1)} - T_j^{(l)}|^{\bar{k}} < \epsilon^* \quad (3)$$

여기서,

l : iteration level
 \bar{k} : time step
 ϵ^* : convergence area

2.2.2 열해석 모델 및 제도 조건

본 연구에서 목표하는 제도 열해석 수행을 위하여 Fig. 5와 같이 1U를 기본으로 하는 큐브위성의 열모델을 Thermal Desktop[12]을 이용하여 구축하였다. 열모델은 6면의 구조체 패널과 큐브위성체 내부에 배치되는 총3장의 임무보드(EPS, Communication, OBC)로 구성되며, 안테나 및 탑재임무장비 배치를 목적으로 하는 +Z 판넬 이외의 5면에는 태양전지판이 장착된다. 컨덕터(Conductor)를 적용하여 보드 및 판넬 간의 열전도를 모사하였으며, 열모델에는 총 56개의 노드가 적용되었다. 또한, +Z 판넬에는 상이한 열광학 물성치를 적용하여 임무보드의 열적특성을 분석하게 된다.

Table 1과 Table 2는 각각 큐브위성의 열모델에 적용된 열광학적 물성치 및 적용된 재료의 물성치를 나타내며, Table 3은 각 임무보드의 발열량을 나타낸다. 큐브위성의 내부에는 온도구배 최소화를 목적으로 Black Paint를 적용하였으며,

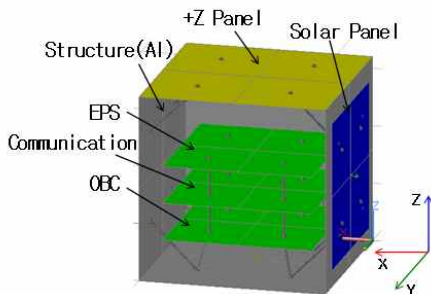


Fig. 5. Thermal Mathematical Model

Table 1. Thermo-Optical Property

Material	Absorptivity(α)	Emissivity(ϵ)
Alodined Al	0.35	0.07
Black Paint	0.95	0.89
FR4(Board)	0.6	0.6
GaAs	0.92	0.85

Table 2. Thermo-Physical Property

Material	Cond. (W/m/K)	Dens. (kg/m ³)	Sp. Heat (J/kg/K)
Al6061-T6	167	2700	896
FR4	0.23	1900	1200
GaAs	200	2100	1600

Table 3. Heat Dissipation of Electrical Boards

Components	Heat Dissipation(W)
EPS	0.12
Communication	0.16
OBC	0.06

Table 4. Thermo-Optical Property Applied to +Z Panel

Material	Absorptivity(α)	Emissivity(ϵ)	α/ϵ
Alodined Al.	0.35	0.07	5
Black Paint	0.95	0.89	1.067
White Paint	0.248	0.924	0.268
MLI(Outside)	0.46	0.81	0.568

Table 5. Orbit Parameter and Space Thermal Environment [13]

Orbit Parameter	Hot Case	Cold Case
Inclination(deg.)	97.78	
Altitude(km)	500	
Period(sec)	5676.98	
LTAN	10:30AM	
Solar Flux(W/m ²)	1420	1287
Albedo	0.35	0.3
IR Planetshine(W/m ²)	249	227
Season	Winter	Summer

안테나 및 임무장비가 배치되는 +Z 판넬 외의 5면에는 전력생성을 목적으로 하는 GaAs 태양전지 셀을 배치하였다. 또한 태양전지 셀이 배치되지 않는 구조체 표면에는 Alodined Al의 열광학 물성치를 적용하였다. +Z 판넬에는 열광학적 물성치 적용에 따른 큐브위성의 열적특성 분석을 위해 Table 4의 재질을 적용하였다.

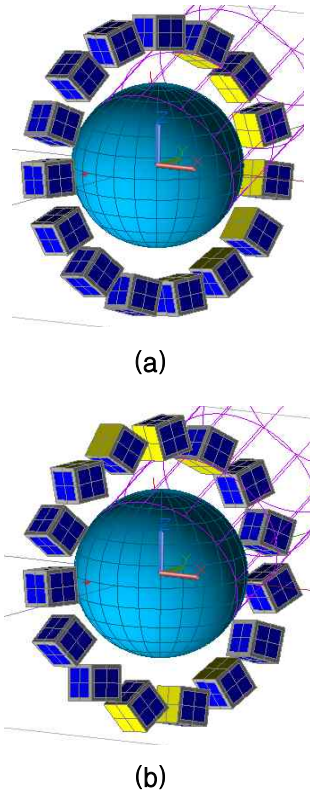


Fig. 6. Orbit Profile with Passive Attitude Control Stabilization (a)Gravity Gradient Stabilization (b)Permanent Magnet Stabilization

Table 5는 열해석에 적용된 궤도 및 열환경 조건을 나타내며, 궤도 열환경 조건의 경우 Hot Case와 Cold Case의 두 가지 Case로 분류하였다. 큐브위성이 궤도 상 동지에 위치하며 임무보드가 발열 시 조건을 Hot Case로, 궤도 상 하지에 위치하며 모든 임무보드가 비발열 시 조건을 Cold Case로 정의하였다

Figure 6은 중력경사 자세제어(a)와 영구자석 안정화(b) 수동형 자세제어 안정화 방식 적용 시의 큐브위성의 자세 프로파일로 중력경사 자세제어 안정화 방식의 경우 +Z 판넬이 지구를 지향하고, 영구자석 안정화 방식의 경우 그림과 같이 위성이 일정 각속도로 회전하는 자세를 나타낸다.

2.2.3 궤도 열해석 결과

수동형 자세제어 안정화 방식에 따른 열적특성 비교를 위하여 SINDA를 이용한 궤도 열해석을 실시하였다. Fig. 6과 같이 각각의 수동형 자세제어 안정화 방식이 적용된 궤도 프로파일을 고려하여 각각의 주요 임무보드의 온도 특성을 분석하였다.

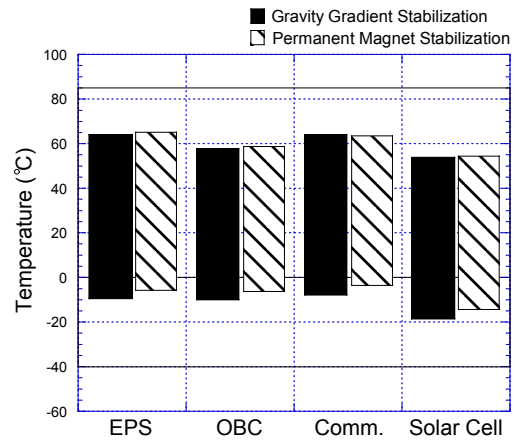


Fig. 7. Hot Case Analysis Results

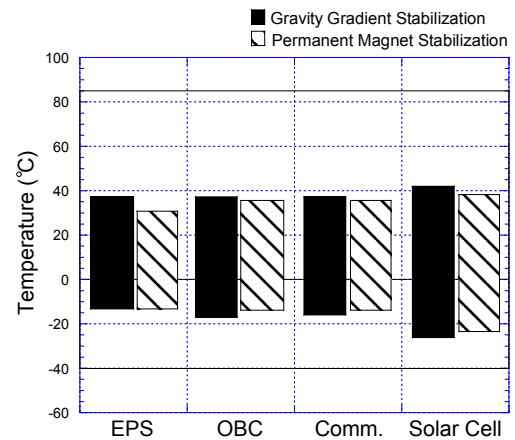


Fig. 8. Cold Case Analysis Results

Figure 7과 8은 각각의 수동형 자세제어 방식 적용시의 Hot Case와 Cold Case에서의 해석결과로 +Z 판넬에는 Alodined Al 적용 시의 주요 보드의 온도 분포를 나타낸다. 주요 보드의 허용온도는 큐브위성 전용 상용 H/W의 제원으로부터 -40°C~+85°C, 태양전지판의 허용온도는 -100°C~+100°C이다. 열해석 결과로부터 도출된 임무보드 및 태양전지판의 최대 및 최소 온도는 각각의 수동형 자세제어 안정화 방식 모두 허용온도범위를 만족함을 알 수 있다. Hot Case에서 각각의 임무장비는 위성의 지구지향 시에 비해 회전 시에 약간 더 높은 온도분포를 보인다. 이는 위성의 회전 시 Alodined Al 코팅이 적용된 +Z 판넬이 태양광을 직접적으로 받는 시간이 지구지향 시에 비해 길기 때문이며, 임무장비로부터의 발열이 Alodined Al의 낮은 방사율로 인하여 충분히 방열되지 못하기 때문으로 판단된다. 위성내부의 임무보드의 발열이 없는 Cold Case에서는 영구자석 안정화 방식이 중력경사 안정화 방식에 비해 임무장비의 허용온도에 대한 마진 확보가

가능함을 알 수 있다.

상기의 열해석 결과로부터, 임무보드는 주로 위성체 판넬의 복사 열전달에 의한 열적 영향을 받음을 알 수 있다. 열모델 상의 배치 등을 고려하였을 때 임무보드 중 +Z 방향 판넬의 열코팅에 따른 열적 영향을 가장 많이 받는 임무보드는 EPS이며, +Z 판넬에 Table 4의 상이한 광학 물성치 적용 시 Hot Case와 Cold Case에서의 EPS의 온도 특성을 각각 Fig. 9와 Fig. 10에 나타낸다.

각각의 코팅재료 적용 시에도 EPS 보드의 허용온도를 모두 만족하며 White Paint의 적용 시, 적용된 코팅재료 중 지구 지향 시에 비해 회전 시에 EPS의 온도는 약 5°C 하강하여 타 코팅재료의 적용 시와 비교하여 열적특성의 차이가 가장 뚜렷하였다. 이는 위성의 지구 지향 시에 비

해 회전 시에 고방사율의 White Paint가 적용된 +Z 판넬이 심해우주를 바라보는 시간이 더 길어, 위성의 회전 시에 더 많은 방열이 이루어지기 때문인 것으로 판단된다. 상기의 결과로부터, Table 5의 궤도운용조건에서 중력경사 안정화와 영구자석 안정화 수동형 자세제어 방법을 적용 시 위성의 자세 프로파일과 +Z 판넬의 코팅재료의 상이함에도 불구하고 큐브위성 임무보드의 열적특성 변화에는 크게 영향을 주지 않음을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 영구자석 안정화 제어와 중력경사 안정화 제어가 적용된 수동형 자세제어 안정화 방식 큐브위성의 열적특성을 상용 S/W인 SINDA를 이용한 궤도 열해석을 통해 분석하였다. 또한, 큐브위성의 일반적인 구조인 안테나 또는 임무장비의 배치로 태양전지판이 부착되지 않은 판넬의 열광학 물성치의 상이함에 따른 임무보드의 열적특성 분석을 수행하였다. 궤도 열해석 결과 각각의 수동형 자세제어 안정화 방식 적용 시 자세 프로파일의 상이함에도 불구하고 1U를 기본으로 하는 큐브위성의 내부 임무보드 열적특성의 영향은 크지 않으며, 논문에서 적용된 모든 경우에 대해 임무보드의 허용온도에 대한 충분한 마진 확보가 가능함을 알 수 있다. 또한 각각의 자세프로파일 적용 시, 열해석 결과로부터 열적으로 가장 안정한 코팅재료는 MLI임을 알 수 있었다.

References

- 1) Hwang, K. R., Min, M. I., Moon, B. Y., Jang, Y. G., "Mechanical System Design and Development of the HAUSAT-1 Picosatellite", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol.32, No.9, November 2004, pp. 103-113.
- 2) Seo, H. S., Lee, J. H., Kim, S. H., Kim, K. W., Kim, C. H., Im, J. H., Kim, S. W., Kim, S. H., Hwang, D. S., Lee, J. W., Han, E. S., "Analysis on Nano or Pico-Satellite System Design Technologies", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2012 Spring Conference, April 2012, pp. 1033-1036.
- 3) Konoue, K., and Matunaga, S. "A Development Summary of CUTE-I: Titech

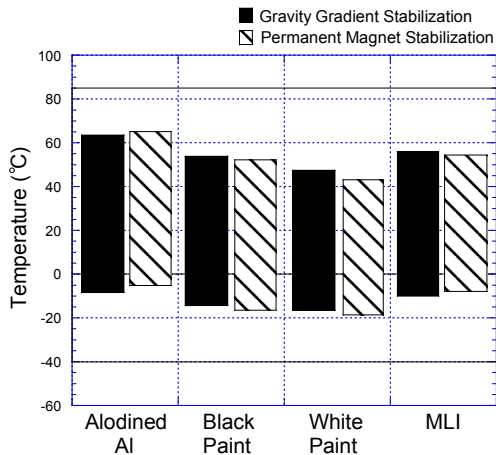


Fig. 9. Hot Case Analysis Results for EPS(Various Thermal Coatings on +Z Panel)

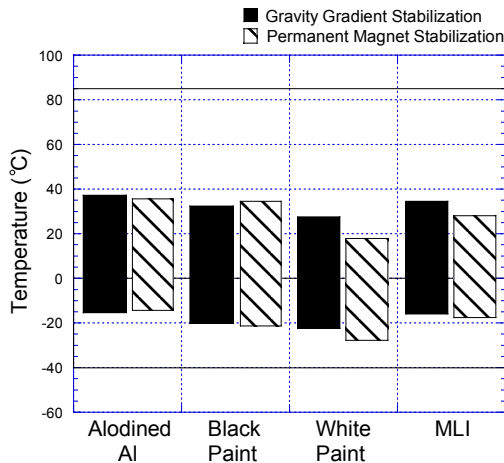


Fig. 10. Cold Case Analysis Results for EPS (Various Thermal Coatings on +Z Panel)

CubeSat 2001”, Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, Japan, October 2001, pp. 801-806.

4) Kim, S. H., Kim, J. Y., Gong, T. Y., Park, J. H., Jung, I. S., “Design and Manufacturing Process of Nanosatellite SNUSAT-1 Prototype”, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2012 Spring Conference, April 2012, pp. 1093-1096.

5) Lee, Y. S., Jin, H., Seon, J. H., Kim, G. H., Lee, D. H., Glaser, D., Robert. P. Lin “Mechanical Design of STEIN for Kyung Hee CINEMA”, Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2010 Spring Conference, April 2010, pp. 467-470.

6) <http://www.isispace.nl/cms/>

7) Lee, H. W., Kim, B. J., Park, D. J., “Attitude Determination and Control System of KITSAT-1”, J. Astrol Space Sci. 13(2), April 1996, pp. 567~581.

8) Vincent Francois-Lavet, “Study of passive and active attitude control systems for the

OUFIT nanosatellites”, University of Liège, Faculty of Applied Sciences, Belgium, pp. 22~57.

9) <http://www.space.aau.dk/cubesat/>

10) Shin, S. M., Oh, H., “Thermal Design and Analysis for Space Imaging Sensor on LEO”, Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Vol.39 No.5, May 2011, pp. 474~476.

11) SINDA/FLUINT User’s Manual, Ver 5.5, C&R Technologies, Inc., Colorado, USA, October 2011.

12) Thermal Desktop User’s Manual, Ver 5.5, C&R Technologies, Inc., Colorado, USA, February 2012.

13) Lee, J. L., Huh, H. I., Kim, S. H., Chang, S. Y., Lee, D. G., Lee, S. H., Choi, H. J., “Preliminary Thermal Analysis for LEO Satellite Optical Payload’s Thermal Vacuum Test”, Journal of the Korean Society for Astronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 5, May 2011, pp. 466-473.